



Sebastian GŁOWIŃSKI

## TOR LOTU FOTEŁA KATAPULTOWEGO – MODELOWANIE I SYMULACJA

### Streszczenie

W artykule przedstawiono wyznaczony analitycznie model matematyczny trajektorii lotu fotela katapultowego, który został zaimplementowany do pakietu MATLAB. Pozwoliło to na uzyskanie toru lotu fotela względem samolotu i względem powierzchni ziemi. Wyznaczono minimalną odległość w jakiej fotel przelatuje nad statecznikiem pionowym w zależności od masy pilota i prędkości lotu statku powietrznego.

### WSTĘP

Niniejszy artykuł jest kontynuacją publikacji przedstawionej w [2]. Według danych opublikowanych przez lotnictwo USA [5], jedno na pięć katapultowań kończy się poważnym uszkodzeniem ciała lub śmiercią. Przyczyny i skutki są zróżnicowane i występują w różnych fazach całego procesu katapultowania:

- opuszczenie kabiny przez fotel;
- wyhamowanie prędkości przez fotel;
- oddzielenie się pilota od fotela;
- otwarcie spadochronu;
- wyhamowanie prędkości przez spadochron;
- lądowanie.

Tab.1. Przyczyny i skutki uszkodzeń ciała podczas katapultowania

PRZYCZYNA	SKUTEK
Przeciążenie podczas strzału	Kompresyjne złamanie kręgosłupa
Zderzenie z elementem fotela lub osłony kabiny	Złamania kończyn
	Złamania stóp
Katapultowanie przez osłonę kabiny	Uszkodzenie mięśni szyi
	Ostre rany
	Kompresyjne złamanie kręgosłupa
Obrót hełmu	Skręcenie mięśni szyi
	Stłuczenia, krwotoki
Wyhamowanie prędkości	Przemieszczenia kończyn, zwichnięcia
	Złamania
Siły od przyspieszeń i opóźnień	Uszkodzenia wewnętrznych organów
	Utrata świadomości w wyniku uszkodzeń głowy
	Krwotoki wewnętrzne

Elementy dotyczące samego procesu katapultowania (strzału), bez uwzględniania rozwijania spadochronu i elementu przyziemienia, przedstawiono w tabeli 1. Od 30 do 50 % urazów wynikających z katapultowań dotyczy złamań kręgosłupa [3]. Większości przypadków można uniknąć poprzez zastosowanie nowoczesnych metod sterowania silnikiem rakietowym. Jednak starsze fotele (SK-1) posiadają jedynie ładunek pirotechniczny, którego zadaniem jest osiągnięcie odpowiedniej wysokości zapewniającej bezpieczny przelot nad statecznikiem pionowym. Kluczowy jest więc dobór ładunku o takiej mocy, która zapewni odpowiednią wysokość w pełnym zakresie prędkości statku powietrznego (bez względu na masę pilota) i jednocześnie zminimalizuje ryzyko powstania złamań kręgosłupa.

## SPIS OZNACZEŃ

$a_f$	– przyspieszenie działające na pilota [ $m/s^2$ ];
$C_D$	– współczynnik zależny od kształtu;
$d_{I(II)}$	– odległość do statecznika [m];
$g$	– przyspieszenie ziemskie [ $m/s^2$ ];
$h_1$	– wysokość prowadnic [m];
$h_2$	– wysokość od prowadnic do górnej części statecznika pionowego [m];
$H$	– wysokość lotu samolotu [m];
$l_f$	– wysokość fotela [m];
$V_0$	– prędkość wyjścia z prowadnic [m/s];
$V_s$	– prędkość samolotu [m/s];
$V_t$	– prędkość końcowa fotela [m/s];
$\kappa_f$	– kąt nachylenia prowadnic fotela [ $^\circ$ ];
$x$	– składowa pozioma drogi fotela [m];
$y$	– składowa pionowa drogi fotela [m].

## 1. MODEL MATEMATYCZNY

Do zaimplementowania w pakiecie MATLAB – Simulink wykorzystano modele matematyczne z opracowań własnych [2]:

- składowa pozioma drogi fotela

$$x = \frac{(V_s - V_0 V_t \sin(\kappa_f)) V_t}{g} \left( 1 - \exp\left(-\frac{g}{V_t} t\right) \right) \quad (1)$$

- składowa pionowa drogi fotela

$$y = \frac{V_t}{g} (V_0 \cos(\kappa_f) + V_t) \left( 1 - \exp\left(-\frac{g}{V_t} t\right) \right) - V_t t + H \quad (2)$$

- wysokość lotu fotela w funkcji przebytej drogi poziomej

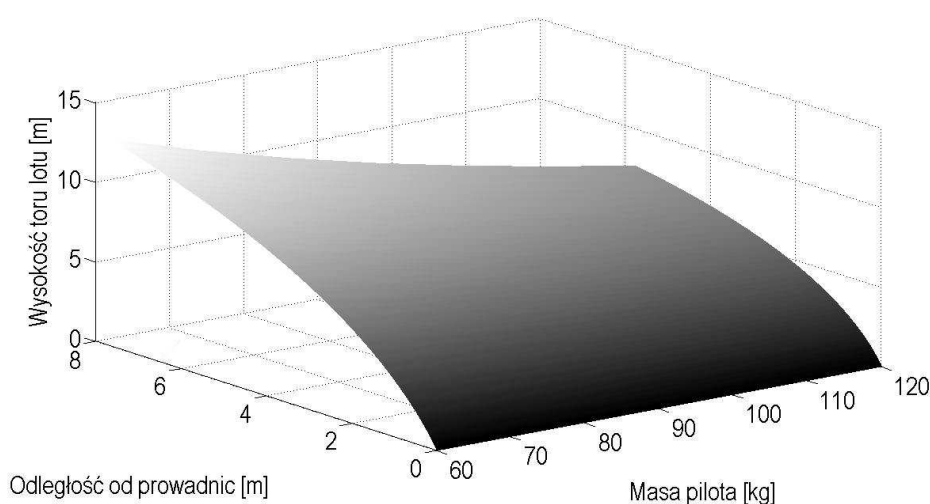
$$y = \frac{x(V_0 \cos(\kappa_f) + V_t)}{V_s - V_0 \sin(\kappa_f)} + \frac{V_t^2}{g} \log\left(1 - \frac{gx}{(V_s - V_0 \sin(\kappa_f)) V_t}\right) + H. \quad (3)$$

Najbardziej interesująca jest jednak najmniejsza odległość do górnej części statecznika pionowego samolotu, jaką posiada fotel podczas lotu (przy założeniu, że fotel ma wysokość  $l_f = 1.2$  m). W tym celu należy skorzystać z zależności

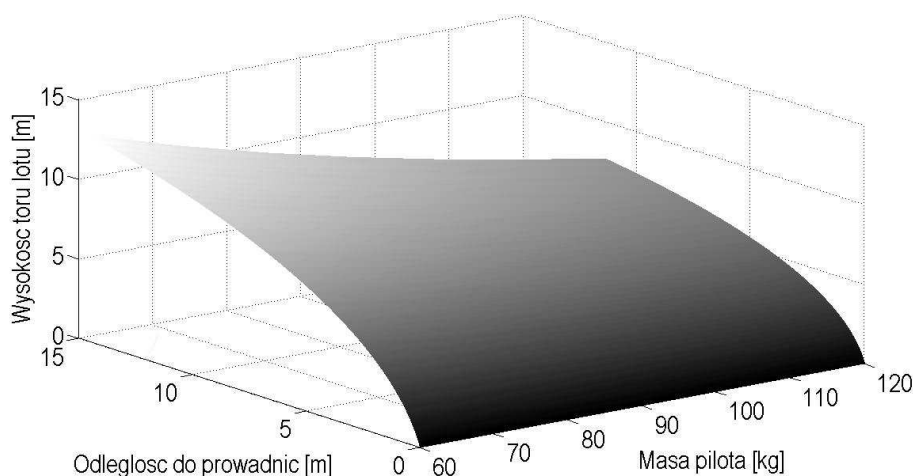
$$\begin{aligned} d_I &= \sqrt{(L_I - \mathbf{V}_s t - 0.5l_f)^2 + (h_2 - \mathbf{y} - H - 0.5l_f)^2}, \\ d_{II} &= \sqrt{(L_{II} - \mathbf{V}_s t - 0.5l_f)^2 + (h_2 - \mathbf{y} - H - 0.5l_f)^2}. \end{aligned} \quad (4)$$

## 2. WYNIKI SYMULACJI

Po zaimplementowaniu przekształconych równań do skryptu utworzonego w programie MATLAB uzyskano toru lotu fotela katapultowego w zależności od masy pilota w układzie 3 DOF (3 Degrees Of Freedom). Wykresy (*Rys.1*, *Rys.2*) przedstawiają tor lotu fotela względem samolotu w funkcji masy.



**Rys.1.** Tor lotu fotela względem samolotu, ( $V_s = 250$  km/h)

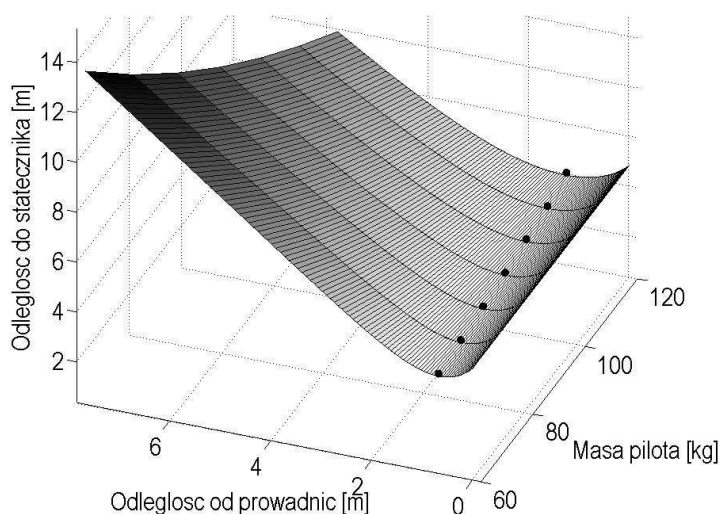


**Rys.2.** Tor lotu fotela względem samolotu, ( $V_s = 650$  km/h)

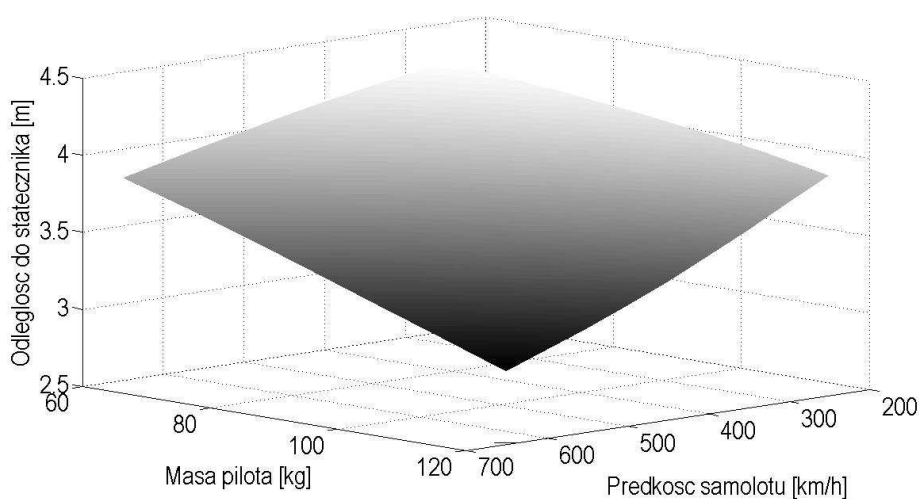
Najjaśniejszy odcień przedstawia maksymalną wysokość jaką osiąga fotel. Zauważa się, że wraz ze wzrostem masy pilota maksymalna wysokość osiągnięta przez fotel dla danego dystansu zmniejsza się. Symulacje przeprowadzono dla prędkości samolotu  $V_s = 250$  km/h

oraz  $V_s = 650$  km/h, wysokość katapultowania wynosi  $H = 250$  m. Czas symulacji ustalono na 1.5 s, czyli do momentu zadziałania automatu AD-3 rozpinającego zamek pasów fotela. Przy większej prędkości samolotu, pilot w krótszym czasie przelatuje nad jego statecznikiem pionowym, co umożliwia mu wcześniejsze otwarcie pasów fotela przez ręczne zdublowanie działania automatu AD-3.

Rysunek 3 przedstawia odległość od statecznika pionowego w funkcji masy pilota i odległości od prowadnic fotela II kabiny wraz z zaznaczonymi charakterystycznymi punktami opisującymi najmniejszą odległość od statecznika. Czas symulacji ustawiono na 0.8 s, który zapewnia osiągnięcie strefy statecznika pionowego przez fotel. Zwiększenie masy pilota zmniejsza minimalny dystans fotela od statecznika. Dystans ten w przypadku większej masy jest osiągany w większej odległości poziomej od prowadnic fotela niż w przypadku pilota o mniejszej masie.



**Rys.3.** Odległość od statecznika pionowego w funkcji masy pilota, ( $V_s = 650$  km/h )

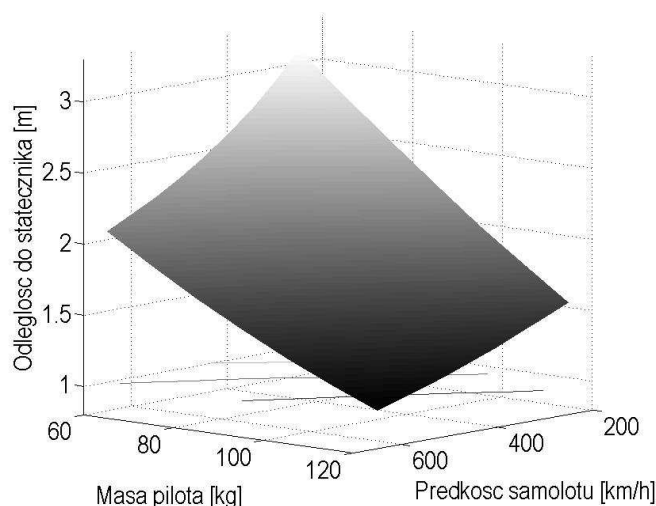


**Rys.4.** Odległość od statecznika pionowego w zależności od masy pilota i prędkości samolotu

Rysunek 4 przedstawia wpływ masy pilota i prędkości samolotu na minimalną odległość od statecznika. Wzrost masy pilota z 60 kg do 120 kg przy prędkości 250 km/h zmniejsza minimalny dystans o ok. 7 % natomiast ten sam wzrost masy dla maksymalnej prędkości 650 km/h, zmniejsza minimalną odległość od ogona samolotu o ok 22 %. Najmniejsza odległość

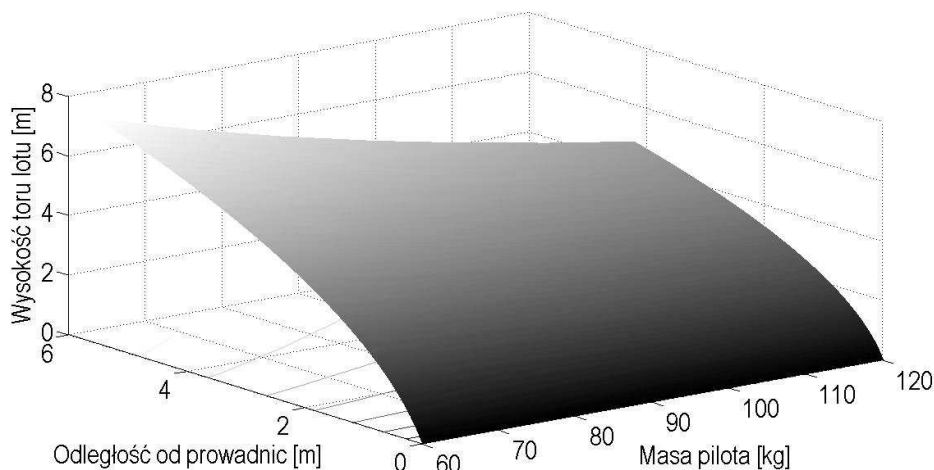
do statecznika (obszar najciemniejszy na rysunku) odpowiada masie pilota 120 kg i prędkości samolotu 650 km/h.

Szkoleni piloci samolotów odrzutowych przechodzą trening katapultowania przy wykorzystaniu urządzenia UTKZ (Urządzenie Treningowe Naziemnego Katapultowania). Do katapultowania wykorzystywany jest rzeczywisty fotel katapultowy, natomiast pironabój posiada zmniejszoną ilość ładunku prochowego. Zmniejszenie siły ładunku pironaboju zmniejsza prawdopodobieństwo uszkodzenia kręgosłupa podczas katapultowania. Przeprowadzono symulację dotyczącą katapultowania przy wykorzystaniu tego rodzaju pironaboju ( $V_0 = 10$  m/s). Rys.5 przedstawia uzyskane wyniki. Zauważalne jest, że w przypadku pomyłkowego zastosowania pironaboju o zmniejszonym ładunku prochowym istnieje niebezpieczeństwo zderzenia pilota ze statecznikiem pionowym podczas sytuacji awaryjnej w locie. W 2005 roku miała miejsce katastrofa, podczas której pilot katapultował się i wystąpiła kolizja z usterzeniem pionowym, w wyniku której pilot nie oddzielił się od fotela w odpowiednim czasie i poniósł śmierć. Podczas analizowania zdarzenia z 2005 roku należałoby uwzględnić również sytuację w której mogło wystąpić omyłkowe zastosowanie pironaboju o obniżonej zawartości ładunku prochowego. Przeprowadzona symulacja i prezentowane wyniki nie wykluczają takiej możliwości. Trzeba zwrócić uwagę na fakt, że opracowany model nie uwzględnia sytuacji w której po katapultowaniu statek powietrzny zaczyna się wznosić (ze względu na zmniejszenie masy i wystąpienie momentu pochylającego od siły reakcji). Wartość wznoszenia statku powietrznego z prędkością 1 – 3 m/s stwarza niebezpieczeństwo kolizji układu pilot – statecznik pionowy.



**Rys.5.** Odległość od statecznika pionowego w zależności od masy pilota i prędkości samolotu, ( $V_0 = 10$  m/s)

Przeprowadzono również symulację wykorzystania fotela katapultowego SK-1 przy prędkości 850 km/h. Sytuacja taka może wystąpić w przypadku utraty orientacji przestrzennej przez pilota i nadmiernego rozpędzenia statku powietrznego. Czas symulacji ustalono na 0.4 s. Wynik przedstawia rysunek 6. Zauważalne jest znaczne zmniejszenie odległości fotela do statecznika pionowego w porównaniu z prędkością samolotu  $V_s = 250$  km/h. Niesprzyjające warunki katapultowania (zmienne przeciążenie statku powietrznego wraz z obrotem wokół osi podłużnej i powstałym w wyniku tego momentem) mogą zmniejszyć bezpieczną odległość przelotu nad statecznikiem pionowym.



**Rys.6.** Tor lotu fotela względem samolotu, ( $V_s = 850 \text{ km/h}$ )

## PODSUMOWANIE

Przedstawione wyniki i analizy modelu matematycznego wraz z symulacją wykazują zgodność z modelem numerycznym zaprezentowanym w [1,4]. Kolejnym celem badań jest uwzględnienie reakcji statku powietrznego po opuszczeniu kabiny przez fotel oraz opracowanie modelu matematycznego procesu katapultowania w układzie przestrzennym 6 DOF. Ponadto niezbędne jest uwzględnienie rotacji fotela i określenie jaki kąt pochylenia jest w najmniejszej odległości od statecznika pionowego. Najkorzystniejsze położenie jest gdy fotel jest w zakresie kątów pochylenia (do tyłu)  $0^\circ$  do  $90^\circ$  wokół osi prostopadłej do płaszczyzny. Można to osiągnąć przez zastosowanie układu stabilizującego (spadochron o niewielkiej powierzchni zamocowany w górnej części fotela – np. za zagłówkiem). Jego zadaniem byłoby ustabilizowanie lotu (brak dezorientacji pilota po wystrzeleniu) oraz bezpieczna pozycja podczas przelotu nad statecznikiem. Po zadziałaniu automatu AD-3 pilot byłby automatycznie oddzielany od fotela.

## THE TRAJECTORY OF THE EJECTION SEAT IN RELATION TO AN AIRCRAFT – MODELING AND SIMULATION

### Abstract

*This paper presents a mathematical model 3-DoF of the ejection seat trajectory, which was used for the creation of a computer application with the use of the MATLAB software, owing to which it was possible to obtain the flight trajectory of the seat in relation to the aircraft and in relation to the ground. The minimum distance which the seat flows over the vertical stabilizer depending from the pilot's mass the aircraft speed was determined.*

## BIBLIOGRAFIA

1. Głowiński S., Krzyżyński T.: *Modelowanie dynamiki fotela katapultowego samolotu TS-11 "Iskra"*, TransComp, 2010.
2. Głowiński S.: *Model matematyczny toru lotu fotela katapultowego*, TransComp, 2012.
3. Jurist, J.: *Human factors in commercial suborbital flight: The limits of supplemental*

- oxygen*, The Space Review, 2005.
4. Szendzielorz C.: *Dynamika ruchu fotela odrzucanego względem samolotu w locie symetrycznym*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana 1/2, 24, 1986.
  5. Young, S & Kellan, A.: *Ejection Seat Safety*, CNNfn, Federal Document Clearing House, USA, 1999.

***Autor:***

**mjr rez. pil. dr inż. Sebastian GŁOWIŃSKI** – Politechnika Koszalińska,  
Zakład Mechatroniki i Mechaniki Stosowanej